

천리안 통신 탑재체 개발 기술 및 활용

이성팔 · 조진호 ·

유문희 · 최장섭

한국전자통신연구원

요 약

천리안 위성은 4개 정부 부처 공동 사업으로, 통신 서비스, 해양 기상 관측 서비스 제공을 목적으로 개발된 복합 위성으로, 그중 통신 서비스를 담당하는 통신 탑재체는 방송통신위원회 출연으로 한국전자통신연구원(ETRI)가 주관, 개발하여 성공한 순수 국산 개발품으로, 위성 발사 성공 후 시험 검증을 거쳐 현재 정상 운용 중에 있다.

우주 인증 획득을 목적으로 개발한 통신 탑재체는 위성 스위칭 중계기와 다중 빔 안테나로 구성되었으며, 구성 부품들인 능동 부품과 수동 부품들은 대부분 국내 연구진에 의해 설계, 제작 시험 검증되어 중계기 및 안테나 시스템 종합화, 통신 탑재체 및 위성체 우주 환경 시험을 성공적으로 수행되었다. 위성 발사 성공 후에, 정지 궤도 상에서의 통신 탑재체 궤도 내 시험을 완료를 통해 순수 국산 개발된 통신 탑재체의 설계 제작 기술에 대한 정지 궤도 우주 환경에서도 정상 동작됨을 입증하였다.

통신 탑재체는 다양한 우주 조건에서의 다양한 실험을 통한 우주 기술 확보와 차세대 멀티미디어 위성 서비스 개발에 활용하고자 한다.

본 논문은 통해기 통신 탑재체 설계 제작 시험 기술을 소개하고, 활용 계획에 대해 언급하고자 한다.

I. 개 요

천리안 위성(통신해양기상위성)은 정부 내 여러 부처 (교육과학기술부, 방송통신위원회, 국토해양부,

기상청) 공동 추진한 국내 최초 개발 정지 궤도 위성으로, 여러 국책 연구 기관 (한국항공우주연구원, 한국전자통신연구원, 한국해양연구원, 국립기상연구소) 공동 참여하였다.

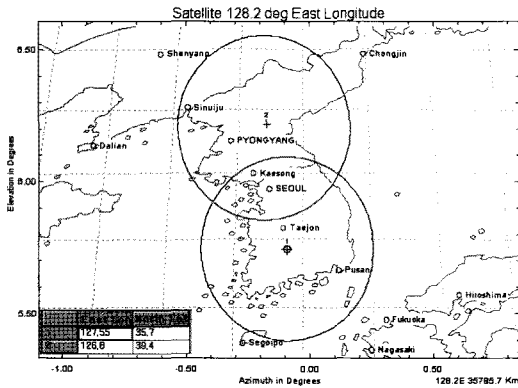
천리안 위성 사업 일환으로 추진한 통신 탑재체 개발은 고부가가치 분야인 통신 위성 탑재체의 기술 자립과 우주 인증 확립을 목적으로 하고 있으며, 이를 위해 부품부터 시스템까지 설계, 제작, 시험의 전 과정에 걸쳐 국내 기술진에 의해 순수 국산 개발하였다. 통신 탑재체의 국산화 비율은 80 % 이상이며, 세계 10위권의 통신 탑재체 자체 개발국이 되었다.

천리안 위성 발사 후, 정지 궤도에 안착된 통신 탑재체의 궤도 내 시험(IOT)을 성공적으로 수행하여 국산 통신 탑재체가 정지 궤도 우주에서 정상 동작됨을 입증하였다. 통신 탑재체는 정지 궤도에서 정상 운영중이며, 향후 우주 전파 실험을 지속적으로 실시하여 우주 기술 개발에 활용되며, 그 외에 국내 주관 개발된 Ka 대역 위성 통신 방송 기술 검증 및 차세대 위성 통신 방송 서비스 창출에 본격 활용 예정이다.

II. Ka 대역 통신 탑재체 설계

2-1 통신 탑재체 시스템 설계

천리안 위성 위성 통신 시스템의 서비스 커버리지는 [그림 1]과 같으며, 탑재체 시스템의 서비스 수명은 IOT(In Orbit Test) 이후 최소 7년이며, 탑재체를 구성하는 모든 부품 및 서브 시스템에 대한 설계 수



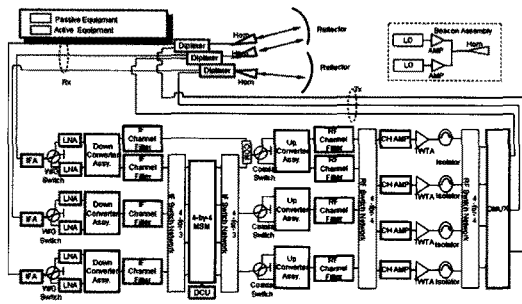
[그림 1] 서비스 커버리지

명은 최소 12년이다.

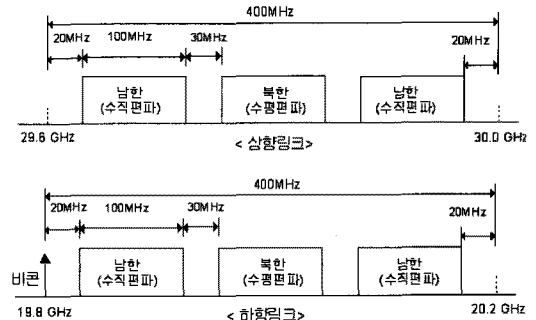
탑재체 시스템 구성은 [그림 2]와 같이 3개의 입/출력단 및 bent-pipe형 1채널, 위성 탑재 스위칭형 2채널로 총 3개의 active 채널과 하나의 redundant 채널로 이루어진 중계기 서브 시스템과 3개의 피드 어셈블리와 2개의 반사판으로 이루어진 안테나 서브 시스템으로 구성된다.

탑재체 시스템의 모든 채널은 30 GHz 대역의 상향 링크 수신 신호를 S 대역(3.4 GHz 대역)의 IF 신호로 주파수 변환한 뒤 위성 스위칭 기능을 수행한 후 20 GHz 대역의 하향 링크 신호로 변환하여 송신한다.

탑재체 시스템의 중계기는 100 MHz 대역폭을 갖는 4개 채널로 [그림 3]과 같다. 사용 편파는 남한 빔이



[그림 2] 탑재체 시스템 구성도



[그림 3] 채널 주파수 및 편파

상/하향 링크 모두 수직 편파이고, 북한 빔은 상/하향 링크 모두 수평 편파이다.

탑재체 시스템의 주요 RF 성능에 대한 최종 설계 값은 수신 G/T와 전송 EIRP에 대해 각각 14.38 dB/K (13dB/K) 및 59.99 dBW(58 dBW)이다. (괄호안은 요구 규격)

2-2 중계기 서브 시스템 및 부품 설계

2-2-1 중계기 서브 시스템 설계

중계기 서브 시스템의 RF 성능에 대한 최종 설계 값은 <표 1>, 중계기 배치 설계는 [그림 4]와 같다.

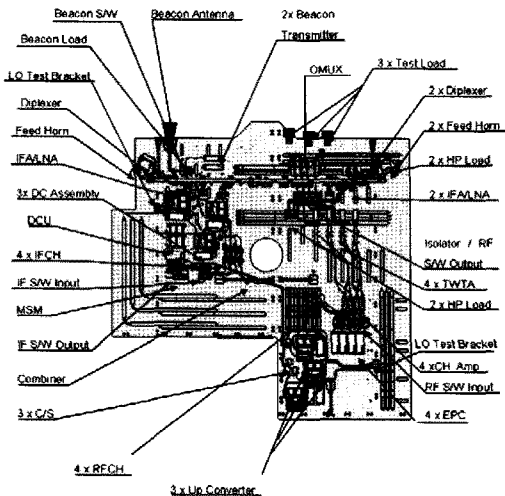
2-2-2 중계기 부품 설계

천리안 위성 중계기 부품 개발에 있어서, 1990년부터 위성 탑재체용 RF 부품을 개발한 경험을 바탕으로 탑재체 구성품의 약 80 %를 개발 부품을 선정하여 인증 모델 개발을 토대로 국내외의 전문가와의 상세 설계 검토 회의를 통해 설계 결과에 대해 검증하였다. 국내에서 개발한 중계기 부품은 입력 필터 어셈블리, IF 대역 채널 필터, RF 대역 채널 필터, 출력 멀티플렉서, 저잡음 증폭 및 하향 주파수 변환기, 상향 주파수 변환기, 국부 발진기, 채널 증폭기, 마이크로웨이브 스위치이다. 개발된 부품들 중에서 출력 멀티플렉서와 채널 증폭기의 이중 모델 시험 결과는 <표 2> 및 <표 3>과 같다.

<표 1> 증계기 RF 성능

Ka 대역 증계기 요구 규격		실제값	비고
Noise Figure: <4.5 dB		4.01	C
RF Power Output: >17.7 dBW @EOL.		18.49	C
In-band Spurious Output			
In any 4 kHz band: less than -45 dBW		-19.96	NC
In any 1 MHz band: less than -40 dBW		-19.96	NC
Out-of-band Spurious Output			
In any 4 kHz band: less than -60 dBW		-70.8	C
39.6~40.4 GHz frequency band: <-50 dBW		-62.5	C
Frequency Conversion Stability			
Conversion Frequency: ±7 ppm/life		±6.65	C
±15 ppm/24 hours		±0.004	C
Amplitude Linearity			
Input Back-Off	C/IM3		
3	-9	-10.0	C
10	-15	-15.0	C
17	-24	-25.0	
Overall Frequency Response			
Freq. Offset(MHz)	In-band(dBp-p)		
±30	1.1	0.37	C
±50	4.5	1.73	C
Freq. Offset(MHz)	Out-off-band(dB)		
±80	55.1	63.43	C
Overall Group Delay			
Freq. Offset(±MHz)	Group Delay(ns)		
0	1.4	0.64	C
30	8.0	1.81	C
50	45.5	21.16	C

(비고) C: Compliant, NC: Non Compliant



[그림 4] 증계기 배치도

<표 2> 출력 멀티플렉서 인증 모델 시험 결과

파라미터	규격	측정결과
중심 주파수	Channel 1	19.87 GHz
	Channel 2&4	20.00 GHz
	Channel 3	20.13 GHz
대역폭	100 MHz	100 MHz
VSWR	1.2:1	1.2:1
삽입 손실	<1.20 dB	<0.85 dB
진폭 평탄도	<1.60 dBp-p	<0.40 dBp-p
진폭 기울기	<2.00 dB/MHz	<0.05 dB/MHz
군지연 변이	<13.0 ns	<4.5 ns
군지연 기울기	<0.1 ns/MHz	<0.095 ns/MHz
대역 외 차단	Fc±80 MHz	>8.5 dB
	Fc±130 MHz	>20 dB
	RX band	>85 dB
고유 진동수	>140 Hz	590 Hz

<표 3> 채널 증폭기 인증 모델 시험 결과

파라미터	규격	시험 결과
동작 주파수	19.8~20.2 GHz	19.8~20.2 GHz
이득 조절(FGM)	52~20 dB	52~20 dB
스텝 크기	1 dB	1 dB
정확도	±0.3 dB/1 dB	±0.28 dB/1 dB
스텝 수	32	32
레벨 조절(ALC)	+1~-15 dBm	+1~-15 dBm
스텝 크기	1 dB	1 dB
정확도	±0.3 dB/1 dB	±0.23 dB/1 dB
스텝 수	16 steps	16 steps
IMD3	-41 dBc	-46.21 dBc
DC 전력 소모	5.7 watts	4.78 watts
아날로그 텔레메터리 안정도/출력 전력	+1~-15 dBm	+1~-15 dBm
	0.5 dBp-p/ +1~-8 dBm	0.2 dBp-p /+1~-8 dBm
	0.9 dBp-p /-8~-15 dBm	0.5 dBp-p /-8~-15 dBm
입/출력 포트 타입	SMA(F)/SMA(F)	SMA(F)/SMA(F)
무게	520 g	430 g

2-3 안테나 서브 시스템 및 부품 설계

2-3-1 안테나 서브 시스템 설계

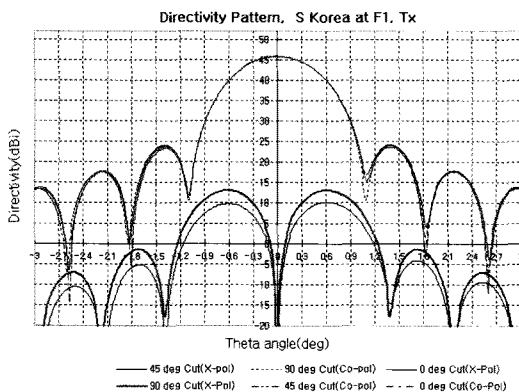
안테나는 구조적으로 위성체의 동·서 패널에 각각 1개의 오프셋 파라볼릭(parabolic) 반사판과 동쪽 패널에는 두 개의 피드어셈블리, 서쪽 패널에는 한 개의 피드어셈블리로 구성된다. 각 피드어셈블리는 피라미드 혼, 다이플렉서 및 송/수신 도파관으로 이루어져 있다. 128.2도 정지 궤도에서 두 안테나는 방위각에 대해서 -0.09 deg, 양각에 대해서 5.75 deg의 방향으로 지향하도록 설계되어 있다.

안테나 EOC 이득은 송신 경우에는 41.49 dBi 수신 일 경우에는 42.98 dBi로 송수신 모두 규격을 만족하도록 설계되어 있다. EOC 이득 기울기는 안테나의 송신 경우에는 11.25 dB/deg, 수신 경우는 20.45 dB/deg이다. 안테나 교차 편파의 빔 간 격리도는 주파수 재사용을 고려하여 30 dB 이상이고, 안테나 부엽과 수준은 송수신 모두 20 dB 이상의 요구사항에 대해서 설계 결과는 모두 만족한다. [그림 5]는 안테나 패턴 특성 분석이다.

2-3-2 안테나 부품 설계

2-3-2-1 급전 혼/다이플렉서

급전 혼은 송신 모드에서 반사판에 전파를 여기서

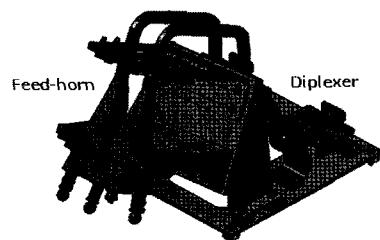


[그림 5] 안테나 2D cut pattern 분석 결과

켜 주며, 수신 모드에서는 반사판으로부터 받아들인 신호를 증계기로 전달하는 역할을 한다. 다중 빔의 구현을 위해 급전 혼은 부피를 최소화할 수 있는 피라미드 혼으로 선택하였다. 피라미드 혼은 구형 도파관과 개구면 사이에 적절한 테이퍼를 줌으로써 자유 공간 임피던스에 가까운 모드 임피던스를 얻는 구조이다. [그림 6]은 이중 빔을 위한 두 개의 급전 혼 형상을 나타낸 것이다. 안테나의 기계적인 정렬과 전기적인 시험 장비와의 정렬을 위해 3개의 핀볼을 사용하였다. 급전 혼의 전기적인 성능은 시험을 통해 검증되었으며, 성능은 <표 4>에 정리하였다. 다이플렉서는 하나의 안테나만으로도 주파수 대역이 다른 신호의 송신 및 수신이 가능하도록 하여 위성의 무게와 부피를 줄일 수 있다. 설계한 다이플렉서는 송신 필터, 수신 필터, E-평면 T형 분기 도파관과 임피던스 트랜스포머로 구성하여 전기적인 성능 규격이 만족되도록 하였다. 고출력 위성에 사용되는 다이플렉서는 전기적인 성능뿐 아니라 열티픽션 특성을 만족해야 한다. 또한 발열에 의한 전기적인 성능 저하를 방지하기 위해 방열판을 사용하여 [그림 6]의 구조로 설계되었다.

2-3-2-2 반사판

안테나 구조물은 인공위성이 운용되는 극한의 온도 조건하에서 원하는 기능을 원활하게 수행하기 위하여 매우 가벼우면서도 발사 환경, 우주 열 환경 및 진공 환경에서 변형이 없도록 강성을 유지해야 하는 매우 까다로운 조건을 만족해야 한다. 또한 초고주



[그림 6] 급전부 형상도

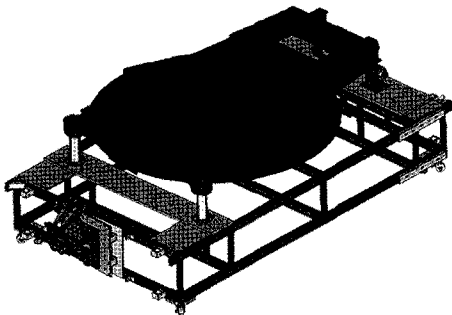
〈표 4〉 급전 혼 성능 결과

파라미터		규격	설계 결과
반사 손실	송신	>20 dB	>24.6 dB
	수신	>20 dB	>29.9 dB
삽입 손실	송신	<0.05 dB	<0.05 dB
	수신	<0.05 dB	<0.05 dB
부엽파 레벨	송신	>30 dB	>>30 dB
	수신	>30 dB	>>30 dB
교차 편파 레벨	송신	>30 dB	>35.0 dB
	수신	>30 dB	>30.0 dB

파의 전파가 반사판에서 입사 및 반사될 때 손실을 최소화하기 위해서 100 마이크로 이하의 표면 정밀도를 요구하게 된다. 따라서 이와 같은 설계 조건을 만족하기 위해 탄소 섬유 복합 소재(CFRP) 표면과 알루미늄 하나콧 코어로 [그림 7]과 같이 반사판 구조물을 설계하였다.

□ 반사판 설계 요구 조건

- 고유 진동수 발사 시 40 Hz 이상,
전개 상태: 1 Hz 이상
- 음향 하중: 145 dB 이상
- 진동 g 수준: 20 g 이상
- 온도 조건: -150°C +120°C
- 표면 정밀도: 0.1 mm(root mean square)



[그림 7] 반사판 형상도

Ⅲ. 통신 탑재체 제작 시험

3-1 중계기 부품 및 서브 시스템 제작

3-1-1 중계기 부품 제작 시험

천리안 위성 통신 중계 부품의 약 80 %는 ETRI와 산업체가 공동으로 설계 제작하였으며, 20 %는 국외의 위성부품 업체로부터 도입하였다. ETRI에서 개발한 모든 부품은 EM, EQM 개발 및 시험 과정을 통하여 우주 환경에서도 본래의 성능을 유지하도록 다양한 환경 시험을 통하여 부품을 검증하였다. 최종적으로 위성에 탑재되는 FM 부품은 위성체 제작사인 Astrium사의 요구사항 및 정합 조건에 맞추어서 제작되었다.

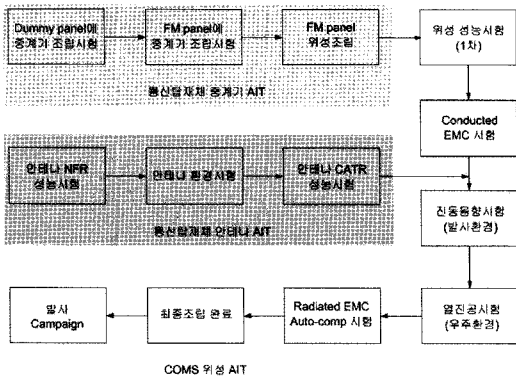
3-1-2 중계기 서브 시스템 제작 시험

ETRI에서 제작한 천리안 위성 중계기는 크게 2단계로 나뉘어 진행되었다. 첫 번째 단계에서는 제작된 중계기 부품을 위성 FM 패널과 동일한 기계적 정합 조건을 갖는 dummy 패널 상에서 먼저 조립하고 시험하였다. 이 단계에서는 중계기의 RF 성능 검증 및 위성체와의 기계적 정합성을 확인하는 것이 목적이다. 그 후에 중계기의 모든 부품은 KARI에 위치한 위성 조립 시험실로 이동하여 위성의 +Y 패널에 조립되었다. +Y 패널에 조립이 완료된 후에는 중계기의 RF 성능을 재검증하였다. 그 후에 중계기 패널은 위성체에 조립되어 완전한 위성의 형상을 갖추었으며, 다양한 우주 환경 및 발사 환경에서 통신 중계기의 성능 시험을 실시하였다. 중계기의 조립 및 시험 과정은 [그림 8]과 같다.

3-2 안테나 부품 및 서브 시스템 제작 시험

3-2-1 안테나 부품 제작 시험

안테나 반사판과 피드어셈블리는 우주 환경시험을



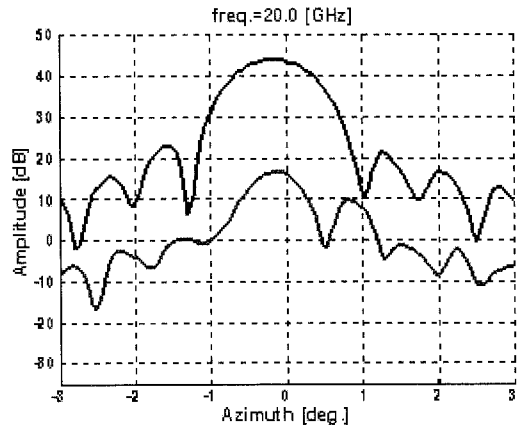
[그림 8] 중계기 조립 및 시험 단계

통해 극한 환경에 견딜 수 있는 지 검증한다. 진동 시험은 low-level sine survey를 통하여 반사판 고유 진동수 측정 및 구조물의 파손 여부 검증, 음향 소음 시험을 통한 발사시의 음향 소음에 반사판이 견디는지를 시험, 열진공 시험을 통한 우주 환경의 온도 변화와 열 변형에의 영향 여부를 시험한다. 환경 시험 종료 후, 안테나 최종 성능 시험을 통해, Ka 안테나가 우주 환경에서도 요구 성능을 만족할 수 있음을 검증하였다.

3-2-2 안테나 서브 시스템 제작 시험

안테나 제작은 기계적 지원 장비를 통해, 반사판과 피드어셈블리 구성품을 종합화 및 기계적 정렬을 실시하며, 정렬로 안테나 빔 포인팅 정확도와 안테나 빔간 상호작용(X-Pol. Isolation 등)의 최적화를 유지한다. 안테나 성능 측정 시험은 두 단계로 나뉘어 실시하였으며, 1단계는 안테나 NFR 시험이며, 2단계는 위성체 형상을 고려한 안테나 CATR 시험이다. [그림 9]는 남한 송신 주파수에 대한 안테나 빔 패턴 측정값을 나타내고 있다.

2단계 측정을 위한, 콤팩트 레인지(CATR) 시험 목적은 안테나 서비스 빔 커버리지 포인팅 정확도와 다중 빔 안테나의 빔 간 상호작용(cross polarization isolation 등) 성능 검증이며, 시험은 세계 상용위성



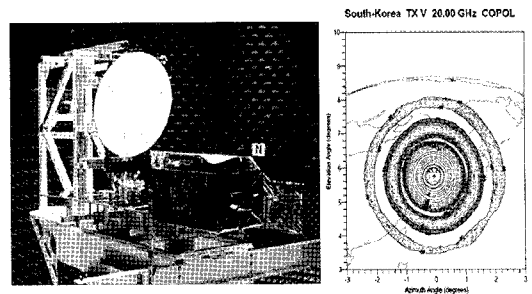
[그림 9] 송신 2D cut pattern (남한 빔)

안테나 CATR 시험 경험과 검증 시설을 보유한 MDA (캐)에서 공동 수행하였다.

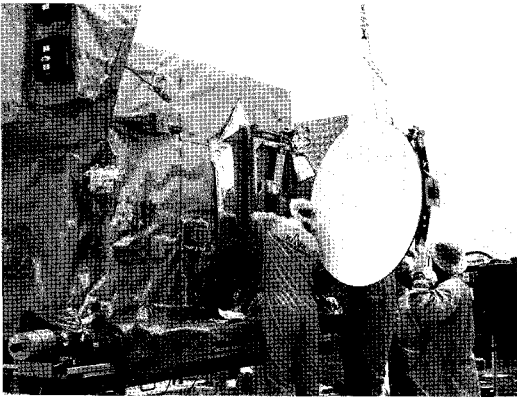
CATR 환경 구축을 위해, 통해기 위성체 구조물과 유사한 MGSE 모형을 제작하였다.

[그림 10]은 CATR 시험 형상과 빔 형상을 보여준다.

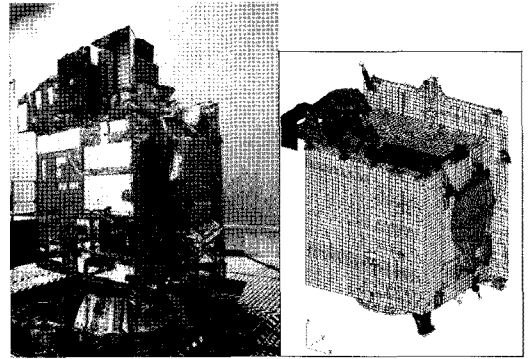
안테나는 위성의 동서 패널에 각각 부착되며, 정밀한 정렬 측정 장비를 이용하여 지구 지향 각도를 엄밀히 조정하게 된다. 안테나 뒷면은 태양 및 심우주와의 복사 열 전달을 방지하기 위해 다층 단열재(MLI)로 둘러싸게 되며, 안테나 반사판은 위성체에 부착된 뒤, 우주에서 원활히 전개되는지를 사전에 지상에서 전개 시험을 통하여 검증하게 된다. 반사판 최종 정렬 형상은 [그림 11]과 같다.



[그림 10] 안테나 CATR 시험 형상과 측정된 빔 패턴



[그림 11] 반사판 정렬 형상

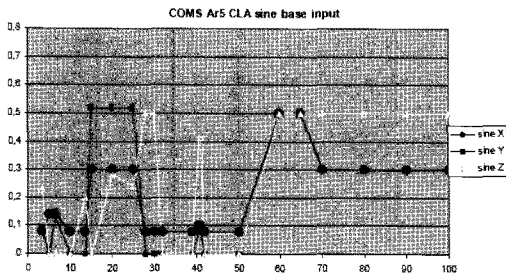


[그림 13] 통해기 위성체 FEM& 진동 시험 형상

IV. 통신 탑재체 우주 환경 시험

4-1 Vibration Test

진동 시험은 위성체의 발사 기간 동안 위성체 및 구성품들이 설계 규격에 요구되는 진동 환경 조건에서 견딜 수 있는지를 검증하기 위한 것으로, 위성체는 [그림 13]과 같이 진동 가진기(shaker)위에 설치되고 위성체와 구성품의 각 부분 주요 지점에 가속도계를 부착하여 진동 모드와 공진 주파수 등을 3축에 대해 측정한다. 진동 시험 수준은 [그림 12]와 같다. 측정된 진동 시험 데이터는 [그림 13]과 같은 FEM 해석 결과와 비교 검토를 거쳐 시스템의 안정성 여부를 판정하게 된다. 모든 측정 데이터 검토 결과, 통해기 위성체와 구성품은 진동 시험에 대해 충분한 여



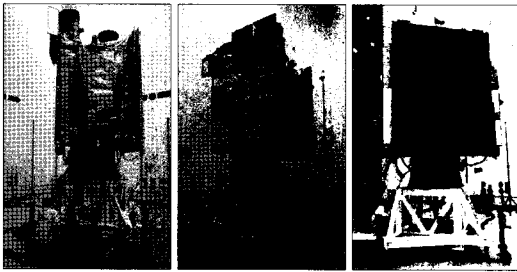
[그림 12] 통해기 위성체 진동 시험 수준

유 마진이 있음이 확인하였다. 또, 진동 시험 전·후에 낮은 수준 진동 시험(low level survey)를 실시하여 진동 시험 수준을 재검토하고 진동 시험 동안 위성체나 구성품의 이상 유무를 진단하게 된다. 통해기 위성체에 대한 진동 시험 전·후의 낮은 수준 진동 시험 비교 결과, 두 그래프의 차이가 5% 이내로 만족하여 진동 시험 동안 구조물이나 구성품의 이상이 없음을 확인하였다.

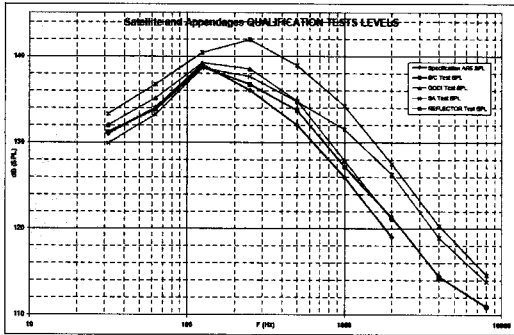
4-2 음향 시험(Acoustic Test)

음향 소음 시험은 위성이 발사되는 동안 발사체의 추진 기관에서 야기되는 충격파에 의한 음압(sound pressure)에 표면적이 크고 가벼운 위성체의 박판(패널) 구조물이나, 안테나, 태양 전지판 등의 구조체가 견딜 수 있는지를 검증하기 위한 것이다. 발사 시에 발생하는 음향 소음을 모사하기 위하여 위성체는 [그림 14]와 같이 견고한 콘크리트로 구성된 음향 챔버 내에 설치되고, 액체 질소를 기화시켜 나팔관을 통해서 음파를 증폭시키면서 음향 챔버 안으로 주입 시킴으로써 인위적인 음압 진동을 발생시킨다. [그림 15]에서 보는 바와 같이 통해기 위성체의 음향 시험은 142.8 dB 수준으로 수행되었다. 음향 시험 전·후에 낮은 수준 시험(low level survey)를 실시하여 음향 시험 동안 위성체나 구성품의 이상 유무를 진단

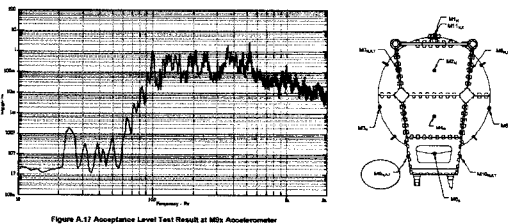
하게 된다. 모든 측정 데이터 검토 결과, 통해기 위성체와 그 구성품은 진동 시험에 대해 충분한 여유 마진이 있음을 확인하였다. [그림 16]은 Ka 대역 안테나에 대한 음향 시험 결과 그래프를 보여주고 있다. 통해기 위성체에 대한 음향 시험 전·후의 낮은 수준 시험 비교 결과, 두 그래프의 차이가 5% 이내로 만족하여 음향 시험 동안 구조물이나 구성품의 이상이 없음을 확인하였다.



[그림 14] 통해기 위성 음향 시험 형상



[그림 15] 통해기 위성 음향 시험 수준

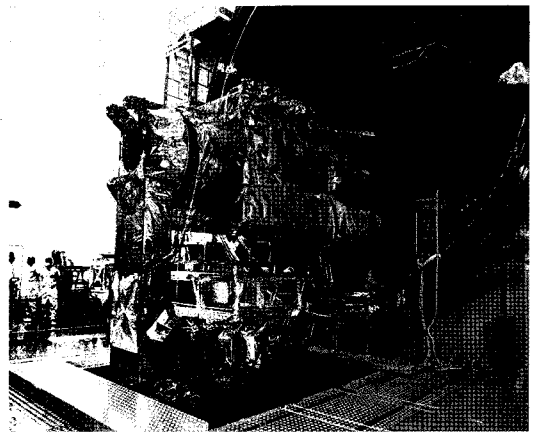


[그림 16] Ka 대역 안테나 음향 시험 결과 그래프

4.3 열진공 시험

열진공 시험의 목적은 크게 두 가지이다. 첫 번째 목적은 위성체의 열 제어 장치 설계가 제대로 되었는지 확인하는 것이다. 위성체에는 위성에 탑재된 여러가지 탑재체가 일정한 온도 범위 내에서 작동하도록 열을 발산하고 흡수하는 여러 가지 열 제어 장치들이 있는데, 이러한 장치들이 우주 환경에서 당초 설계한대로 제대로 작동하는지 확인하는 작업이 필요하다. 이러한 시험을 Thermal Balance(TB) 시험이라고 한다. 두 번째 목적은 탑재체가 설계한 온도 범위에서 성능을 제대로 발휘하는지 확인하는 것이다. 이러한 시험을 Thermal Vacuum(TV) 시험이라고 한다. 천리안 위성의 탑재체들은 각 부품 단위에서 열진공 시험을 마쳤고 위성에 조립된 후에 국내 최대의 열진공 시설을 보유하고 있는 KARI에서 실시되었다. 열진공 시험은 <표 5>와 같은 단계로 진행되었다.

열진공 시험을 통하여 우주 환경의 온도 변화에서 천리안 통신 탑재체가 안정적인 성능을 내고 있음을 확인하였다. [그림 17]은 열진공 시험을 위하여 열진공 챔버에 들어가는 천리안 위성의 모습을 보여준다.



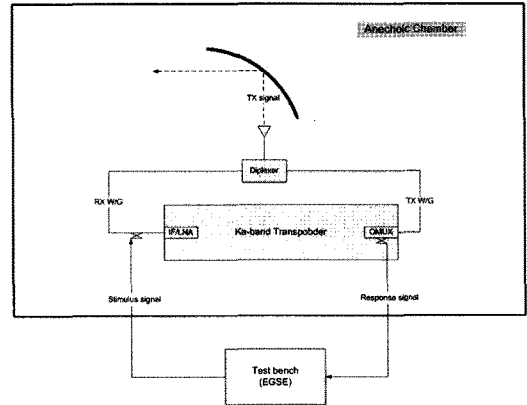
[그림 17] 천리안 위성 열진공 시험 준비

〈표 5〉 천리안 위성 열진공 시험 단계

단계	활동
Open door	Setup TB/TV test Initial ambient reference test
Pumping	De-pressurization of S/C
Cold down & out gassing	S/C out gassing
TB hot	S/C hot balance test to check thermal model
Transition	Transponders gain variation monitor
TB cold	S/C cold balance test to check thermal model
Eclipse simulation	S/C eclipse simulation test
Transfer, survival mode	Check S/C in transfer orbit or survival conditions
TV cold (SFT-2)	Transponder testing in cold case
Transition	Transponders gain variation monitor
TV hot (SFT-3)	Transponder testing in hot case
Return to ambient	Recover to ambient condition
Open door (SFT-4)	Final ambient reference test

4-4 EMI/EMC Compatibility Test

EMI/EMC Compatibility 시험은 정상 동작 중인 위성체와 탑재체 간에 간섭이 얼마나 있는지 그리고 정상 동작 중인 탑재체 간에 간섭이 얼마나 있는지 확인하는 시험이다. 이 시험은 큰 EMC 챔버가 있는 프랑스 Toulouse에 위치한 Intespace 사에서 진행되었다. 통신 탑재체는 내역에서 -65 dBc의 spurious 규격을 가지고 있는데, 위성체와 다른 탑재체로부터 받는 간섭이 -65dBc 이하임을 확인하여 영향이 거의 없음을 확인하였으며, 또한 통신 탑재체가 다른 탑재체에 미치는 영향도 거의 없는 것을 확인하였다. 또한 분석 결과, 예상되었던 55차 PIM신호도 나타나지 않음을 확인하였다. [그림 18]은 EMI/EMC Compatibility 시험 구성을 보여준다.



[그림 18] EMI/EMC compatibility 시험 구성도

V. 통신 탑재체 궤도 내 시험

5-1 발사

천리안 위성은 2010년 6월 27일(한국시간) 남미 기아나에 위치한 Arian Space 발사기지인 Kourou에서 Arian-5 발사체에 실려서 성공적으로 발사되었다. 발사 후 5일 시점에서 태양 전지판, 통신 안테나가 성공적으로 전개되었으며, 6일 시점에서 Ka-band 비콘 송신기가 작동하여 지상 안테나가 천리안 위성을 지향할 수 있게 되었다. 통신 탑재체에 대한 궤도 내 시험(IOT)이 7월 초순부터 8월 말까지 진행되었다.

5-2 통신 탑재체 궤도 내 시험(IOT)

통신 탑재체의 IOT는 크게 두 부분으로 나뉜다. 하나는 안테나 패턴 측정이며, 다른 하나는 중계기의 RF 성능 측정이다. IOT 중에 안테나의 패턴을 측정하는 이유는 발사 중에 발생하는 발사체 진동으로 인하여 안테나가 손상되지 않고 본래의 성능을 내는지 확인하고, 또한 위성의 안테나가 정확히 지상에서 조립한 지점을 지향하고 있는지 확인하는 것이다. 안테나 패턴을 측정하려면 위성이 회전해야 하며, 지상에서는 위성이 회전하는 동안에 시험 신호를 위성으로 송신하고 수신해야 한다. 안테나 패턴 측정을 위

하여 천리안 위성은 동서, 남북 십자 방향으로 ±1도 범위로 회전하였으며, 회전 속도는 분당 0.2도이다. 안테나의 송/수신 패턴 측정을 위하여 중계기 채널 앰프는 FGM, ALC 모드에서 남한, 북한, 중국 빔 각각에 대하여 각각 측정되었다.

중계기의 RF 성능을 측정하는 이유는 중계기가 위성 발사 중에 파손되지 않았는지, 또한 일부 부품이 열화되어 RF 성능이 저하되지 않았는지 확인하는데 있다. 중계기의 성능 측정은 안테나 패턴 측정이 완료된 후에 실시되었다. 남한 빔, 북한 빔 중계기의 성능을 측정하는 동안에는 위성이 정위치 상태에서 측정하였고 중국 빔 중계기의 성능을 측정하는 동안에는 중국 빔 센터가 남한에 위치하도록 위성을 회전시켜서 측정하였다. 통상적으로 IOT에서 측정하는 중계기 파라미터는 지상 시험과보다 간략화된 파라미터를 선별하여 측정하는데, 이유는 불필요하게 중계기의 채널 구성을 많이 변경하지 않으면서도 중계기의 성능을 확인하고자 하기 때문이다. IOT에서 측정한 중계기 파라미터는 다음과 같다.

포화 입력/포화 출력 특성(입출력 전달 특성)

주파수 vs. 진폭 응답 특성

주파수 변환 특성

안테나 G/T

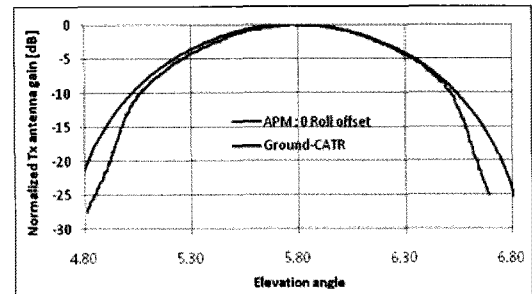
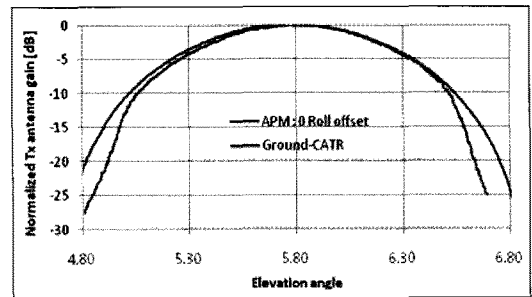
채널 앰프 FGM 특성

채널 앰프 ALC 특성

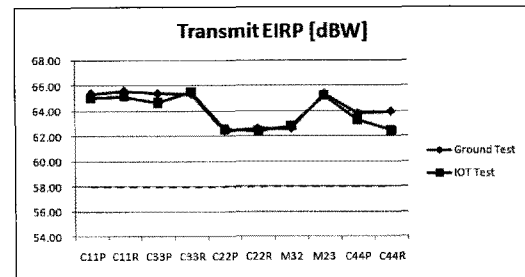
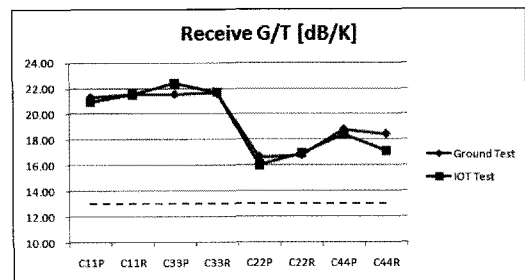
5-3 IOT 시험 결과

[그림 19]는 남한 빔에 대한 Ka 대역 탑재체의 송신 안테나 패턴 컷을 방위각 방향, 양각 방향으로 측정한 결과를 지상 측정 결과와 비교한 그래프이다. 각 안테나 패턴 측정 결과, 빔 센터 규격 대비 측정치의 어긋남 정도는 측정 오차 범위에 있으므로 추가적인 안테나 보정은 없었다.

안테나 패턴 측정 후, 각 중계기 채널에 대한 RF 성능을 측정하고 지상 시험 결과와 비교함으로써 위



[그림 19] 남한 빔 송신 안테나 패턴 측정 결과



[그림 20] 탑재체 수신 G/T와 송신 EIRP

성 발사 후 우주상에서 Ka 대역 탑재체의 건강 상태를 확인하고 성능의 이상 유무를 점검하였다. 탑재체 3개 채널의 총 10개 경로에 대한 RF 성능을 측정

하여 지상 시험 결과와 비교 결과, 지상 시험 결과와 유사한 성능을 보이고 우주 환경에서 정상 동작함을 알 수 있다.

각 경로별 측정값에 대한 수신 G/T와 송신 EIRP를 정리하면 [그림 20]과 같다. 결론적으로 Ka 대역 탑재체의 IOT 측정은 성공적으로 이루어졌고, Ka 대역 탑재체의 모든 채널 상태는 정상이며, 향후 다양한 통신 방송 서비스의 제공이 가능하다.

VI. 활 용

6-1 운영 센터 현황

천리안 통신 위성의 체계적이고 효율적인 운영을 위해, 한국전자통신연구원 내에 천리안 통신 위성 운영 센터를 설치하였다. 운영 장비는 통신 위성 상태 감시 및 제어를 위한 TMC 시스템과 통신 위성 채널의 방송 통신 서비스 신호 감시를 위한 CSM 시스템으로 구성되었으며, 운영 센터는 위성 수명동안 상시 운용된다([그림 21]).

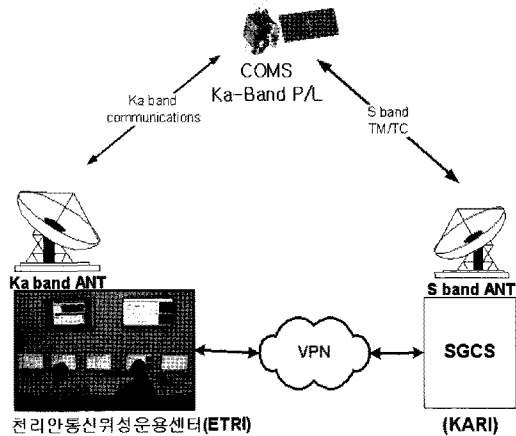
TMC 시스템은 천리안 위성관제소(항우연 위치)와 VPN망으로 연결되어, 천리안 통신 위성과 S대역 신호로 직접 통신하는 항공우주연구원(KARI)으로부터 위성 상태 감시 데이터를 수집하고 제어 명령 데이터를 전송해준다. CSM 시스템은 천리안 통신 위성으로부터 직접 수신한 Ka 대역 신호의 적합성을 감시한다.

6-2 향후 활용 계획

Ka 대역 통신 탑재체는 IOT 시험을 통해, 정지 궤도에서 정상 동작됨이 검증됨에 따라, 위성 수명 기간 동안, 개발 목적에 적합한 방향으로 활용 예정이다.

활용 방향으로는, 위성 전송 실험용과 기술 검증(테스트베드) 지원용 및 공공 실험 서비스용 등이다.

첫째, 위성 전송 실험 목적은 신규 주파수 자원으로 멀티미디어 서비스에 적합한 Ka 대역 주파수 이



[그림 21] 천리안 통신 위성 운영 센터

용 기술 확보, 강우 전송 모델 개발 및 통신 탑재체 전송 실험을 통한 성능 검증이다.

전송 실험 주요 내용은, 통신 탑재체 우주 환경 성능 검증, Ka 대역 전파 환경(강우) 실험 및 강우 전송 모델링 개발 및 Ka 대역 한국형 강우 전송 모델링 국제 표준 채택이다. 추진 방법은 ETRI 주관, 국내 산학연 공동 실험을 계획하고 있다.

둘째, 기술 검증(테스트베드) 지원 활용 목적은 국내 산·학·연이 자체 개발한 Ka 대역 위성 방송 통신 장비의 성능 검증 지원을 통한 국내 위성 산업 경쟁력 강화 및 3D/UHD 위성 방송 시험, 광대역 위성 전송 시험을 통한 차세대 신규 서비스 창출이다.

기술 검증 주요 내용은 국산화 개발품(셋탑박스, VSAT 단말 등) 성능 검증 시험, 신규 방송 서비스(3D/UHDTV 등)의 전송 실험 및 실험 방송이다.

추진 방법은 Ka 대역 위성 방송통신기술을 국산화한 산·학·연(DVB-RCS 표준) 주관 ETRI 기술지원이다.

셋째, 공공 실험 서비스 활용 목적은 정부 및 공공기관을 대상으로 공공 서비스 등에 활용하고자 하며, 특히 Ka 대역을 이용한 공공 재난 통신망 구축, DTV 난시청 해소 등의 공공 서비스를 제공하고자

한다.

공공 서비스 활용 주요 내용은, 재난 비상 통신 서비스, 데이터 전송 서비스, 난시청 해소 및 재난 방송 서비스 등이다.

추진 방법은 정부, 공공기관 주관으로 수행하며, 필요한 공공 서비스 요구사항은 참여 기관이 제시한다. ETRI는 기술 지원을 수행한다.

Ⅶ. 결 론

천리안 통신 탑재체에 신기술 분야인 다중 빔 안테나 및 스위칭 중계 기술을 적용한 결과, 국산 통신 탑재체 성능이 매우 우수함이 입증되었고, 이를 통해 국산 개발 기술이 세계 최고의 통신 위성 제작 기관과 동등 수준임을 보여 주었다. 또한 통신 탑재체 부품의 설계 제작을 국내 연구진이 주관함으로써, 통신 탑재체 개발기술의 완전 국산화가 이루어짐을 알 수 있다.

특히, 국내 순수 국산 개발한 일부 능동 부품(채널 증폭기, 저잡음 증폭기 등)들의 MMIC화(Monolithic Microwave Integrated Circuit: 단일칩 마이크로파 고집적 회로)를 통하여 부품의 소형화 및 세계 정상급의 우수한 성능을 달성하였다.

성공적으로 국산 개발되어, 정지 궤도에서 정상 운영 중인 천리안 통신 탑재체는 위성 통신에서 신기술 분야인 Ka 대역 주파수 기술을 개발하여, 광대역 위성 멀티미디어 통신 서비스 기술 및 UHD TV 등 신규 위성 방송 서비스 창출을 위해 기여할 것으로 기대된다. 특히 Ka 주파수 대역에 대한 한국형 강우 환경 모델이 없는 상황에서 이에 대한 표준 채택은 향후 서비스 창출 및 서비스의 고도화 차원에서 매우 유용한 기술 분야이다. 또한 공공 분야에의 통신 방송 서비스 제공에 크게 기여할 것으로 판단된다.

천리안 통신 탑재체의 순수 국산 개발 성공에 대한 파급 효과는 매우 크다고 할 수 있다.

첫째, 통신 탑재체의 국산화 개발로 실용 통신 위성 개발 기술 확보가 기대된다. 위성 선진국들이 대부분 점유 중인 정지 궤도 상에 Ka 대역 주파수 자원 확보로 광대역 위성 멀티미디어 서비스 제공이 가능하게 되었다. 특히 지리적으로 우리나라에 매우 유리한 동경 128.2도 위성 궤도 확보로, 매우 효율적인 통신 서비스 제공이 가능하다.

둘째, 세계 10번째 통신 위성 자체 개발 국가 지위를 확보하여, 국가 GDP 수준에 맞는 우리나라의 대외적 위상 제고 및 국민의 자긍심 고취한 결과를 가져왔다.

셋째, 위성 핵심 부품 국산화를 통한 수입 대체 및 수출 가능성 기대가 기대된다. 통신 탑재체 국산화 개발을 통한 설계, 제작, 시험 기술 확보로 전 세계 통신 위성 및 관제 시장에서의 기술 수출 추진 가능하며, 수입에 의존하고 있는 통신 위성에 대한 수입 대체 및 해외 통신 위성 시장으로의 기술 수출로 국가 경제에 기여가 기대된다.

넷째, 국내 산·학·연 신기술 개발품 검증을 위한 시험 시스템(testbed)에 활용하여 국내 자체 개발 기술의 대외 경쟁력 확보와 기술 수출 지원 등 관련 산업 활성화가 기대된다. 이를 통해, 국내 기술진이 개발한 위성 방송 셋톱 박스 등 지구국 장비들에 대한, 위성용 지구국 장비로서의 대외 경쟁력을 입증하기 위해서는 위성 중계기를 통한 기술 검증 결과 제시가 요구를 만족시킬 수 있다.

다섯째, 국가 재난 비상 통신망에 활용하여 안정적인 항재난성 위성통신망 확보 및 자연 재해로 인한 지상 통신망 장애 시 재난 통신 서비스 제공이 가능하며, 국내 난시청 지역 위성 방송 서비스 제공으로 지역 간 정보 격차 해소에 기여된다.

여섯째, 광대역 위성 멀티미디어 통신을 위한 Ka 대역 주파수 이용 기술 확보로 위성 통신 서비스의 품질 향상이 기대되며, UHD TV 등 차세대 신규 위성 방송 서비스 창출이 가능하며, 이를 통해, 위성 방송

HDTV 전송 신기술 검증에 활용함으로써 신규 서비스 창출에 기여된다.

감사의 말

본 통신 탑재체 개발은 방송통신위원회 출연인 천리안 위성 통신 시스템 개발 사업의 일환으로 수행하였다. 방송통신위원회 관련자분들께 감사의 말씀을 드린다. 밤낮 없이 연구 개발에 매진하여 주신 천리안 위성 통신 탑재체 개발 주역인 ETRI 및 공동업체 연구 개발자 모두에게 감사의 말씀을 대신 전한다.

참 고 문 헌

[1] S.P. Lee, "Development of satellite communication system for COMS", *Proceedings of APSCC 2004*, pp. 71-96.
 [2] J.S. Choi, Y.D. Lee, and S.P. Lee, "Development of

Ka band multibeam antenna", *13th Ka and Broad-band Communications Conference, K000055*, 2007.
 [3] J.S. Choi, Y.D. Lee, and S.P. Lee, "CATR test for Ka band multi-beam antenna", *26th International Communications Satellite Systems Conference (ICSSC), AIAA 2008-551*, Jun. 2008.
 [4] J.H. Jo, H.J. Woo, and S.P. Lee, "The design and implementation of electrical ground support equipment (EGSE) for COMS Ka band transponder testing", *26th International Communications Satellite Systems Conference (ICSSC), AIAA 2008-5436*, Jun. 2008.
 [5] S.P. Lee, J.H. Jo, M.H. You, J.S. Choi, and K.B. Ahn, "Ka band communication payload system technology of COMS", *JC-SAT2010*, pp. 19-24, Oct. 2010.
 [6] S.P. Lee, J.H. Jo, M.H. You, and J.S. Choi, "Integration, testing and in orbit validation of Ka-band communication payload of COMS", *ICTC-2010*, pp. 309-313.

≡ 필자소개 ≡

이 성 팔



1990년 6월: 뉴욕공대(미) 전자공학 (공학박사)
1980년 4월~현재: 한국전자통신연구원 책임연구원
[주 관심분야] 위성시스템, 위성통신시스템, 통신 탑재체

유 문 희



1990년 8월: 한양대학교 전자통신공학 (공학석사)
1990년 7월~현재: 한국전자통신연구원 책임연구원
[주 관심분야] 위성통신시스템, 통신 탑재체

조 진 호



1988년 2월: 충남대학교 전자공학 (공학석사)
1989년 6월~현재: 한국전자통신연구원 책임연구원
[주 관심분야] 통신 위성 중계기 시험, 위성 궤도 내 시험

최 장 섭



1988년 2월: 한국과학기술원 기계공학과 (공학석사)
2010년 2월: 충남대학교 기계공학과 박사 수료
2000년 10월~현재: 한국전자통신연구원 책임연구원
[주 관심분야] 위성통신시스템, 통신 탑재체, 위성AIT